



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110683030 A

(43)申请公布日 2020.01.14

(21)申请号 201911024319.7

B64C 29/00(2006.01)

(22)申请日 2019.10.25

B64C 9/00(2006.01)

(71)申请人 中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所

地址 710076 陕西省西安市雁塔区锦业路129号

(72)发明人 赵超 杨兆

(74)专利代理机构 中国航空专利中心 11008

代理人 俞晓祥

(51)Int.Cl.

B64C 1/06(2006.01)

B64C 3/00(2006.01)

B64D 27/02(2006.01)

B64D 27/26(2006.01)

B64C 27/22(2006.01)

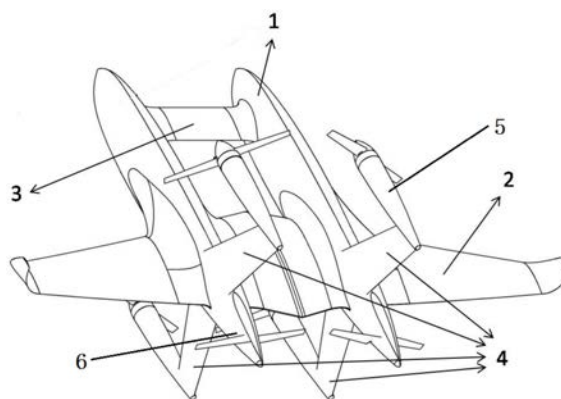
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

(54)发明名称

一种可垂直起降无人飞行器

(57)摘要

本发明属于飞行器设计技术,具体涉及一种可垂直起降无人飞行器。为了摆脱旋翼飞行器模式的束缚,本发明综合了旋翼及固定翼飞机的多种飞行特性,所提出的可垂直起降无人飞行器包括机身、机翼、鸭翼、垂尾、电动发动机和燃油发动机,其中所述机身包括左机身和右机身,两者在前端通过鸭翼连接,在后端通过内侧机翼连接,在外端具有机翼,在后端部安装有包括旋翼的燃油发动机,在后端的上、下两侧具有垂尾,在垂尾的梢部安装有包括旋翼的电动发动机;机翼的后缘具有襟翼与副翼,垂尾的后缘具有方向舵。大大降低成本,提供了更大的载重空间,可实现此类飞行器大载重运输的任务需求。油耗更低,在垂直时有效提高抗风能力。



1. 一种可垂直起降无人飞行器,其特征在于:该飞行器包括机身(1)、机翼(2)、鸭翼(3)、垂尾(4)、电动发动机(5)和燃油发动机(6),其中所述机身包括左机身和右机身,两者在前端通过鸭翼(3)连接,在后端通过内侧机翼连接,在外端具有机翼(2),在后端部安装有包括旋翼的燃油发动机(6),在后端的上、下两侧具有垂尾(4),在垂尾(4)的梢部安装有包括旋翼的电动发动机(5);机翼(2)的后缘具有襟翼与副翼,垂尾(4)的后缘具有方向舵。

2. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:所述机身(1)与机翼采用翼身融合设计,以飞机纵向对称面对称。

3. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:所述左机身和右机身的头部均采用半透明设计,分别为红外光电摄像头舱和可见光光电摄像头舱。

4. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:所述机翼(2)为中单梯形翼,翼梢设计有翼尖小翼,在翼尖小翼下方具有辅助垂直起降的支撑杆,其与翼面光滑过渡,所述电动发动机(5)底端具有用于垂直起降的支撑杆。

5. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:所述鸭翼(3)为平直翼,两侧与机身光滑过渡设计,后缘布置有升降舵。

6. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:所述垂尾(4)在1/4弦线后掠角40度。

7. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:机身(1)内部还包括飞行控制系统、电源系统和应急回收装置。

8. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:在垂直起降阶段时,电动发动机(5)与燃油发动机(6)提供飞机升力,水平姿态通过发动机提供的不对称推力进行控制,飞机的横航向姿态控制通过垂尾后缘的方向舵和不对称推力进行控制。

9. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:在过渡阶段时,通过电动发动机(5)提供的非对称推力以及垂尾后缘的方向舵,调整飞行器的姿态,当机体达到一定速度产生有效气动力时,联合各舵面与六个旋翼共同维持系统稳定性。

10. 根据权利要求1所述的可垂直起降无人飞行器,其特征在于:在前飞阶段时,航向通过方向舵进行控制,滚转姿态通过副翼进行控制,机体姿态通过自平衡系统调节,升降运动通过升降舵进行控制,所述电动发动机(5)停止工作。

一种可垂直起降无人飞行器

技术领域

[0001] 本发明属于飞行器设计技术,具体涉及一种可垂直起降无人飞行器。

背景技术

[0002] 常规旋翼飞行器飞行速度低、航程短,且搭载能力有限,提高飞行速度、加大飞行航程,增大载重运输能力,一直是旋翼飞行器研究的一个热门领域。尾座式垂直起降飞行器是一种有效的解决方案,与其它构型的旋翼飞行器相比,具有气动特性对称、机动性好、结构紧凑、悬停性能高等特性,更适用于起降场地限制较大、对悬停性能和机动能力要求强的场合。应用空间大、应用前景好,可在多种军事任务如侦察、预警、攻击以及非常规作战条件下发挥显著的作用,在未来军事领域起着不可替代的重要角色,将是未来战争中的主要参与者,亦可在相关重要民用领域如电力巡线、大坝检测、交通事故勘察等任务中发挥独特的作用。

发明内容

[0003] 本发明所要解决的技术问题是:提供一种尾座式可垂直起降的高效飞行器,摆脱旋翼飞行器模式的束缚,综合了旋翼及固定翼飞机的多种飞行特性,具有多种飞行控制指令及多种关键飞行任务模式,可实现垂直起降式无人机完成大载重的任务。

[0004] 本发明的技术方案是:一种可垂直起降无人飞行器,该飞行器包括机身、机翼、鸭翼、垂尾、电动发动机和燃油发动机,其中所述机身包括左机身和右机身,两者在前端通过鸭翼连接,在后端通过内侧机翼连接,在外端具有机翼,在后端部安装有包括旋翼的燃油发动机,在后端的上、下两侧具有垂尾,在垂尾的梢部安装有包括旋翼的电动发动机;机翼的后缘具有襟翼与副翼,垂尾的后缘具有方向舵。

[0005] 进一步地,所述机身与机翼采用翼身融合设计,以飞机纵向对称面对称。

[0006] 进一步地,所述左机身和右机身的头部均采用半透明设计,分别为红外光电摄像头舱和可见光光电摄像头舱。

[0007] 进一步地,所述机翼为中单梯形翼,翼梢设计有翼尖小翼,在翼尖小翼下方具有辅助垂直起降的支撑杆,其与翼面光滑过渡,所述电动发动机底端具有用于垂直起降的支撑杆。

[0008] 进一步地,所述鸭翼为平直翼,两侧与机身光滑过渡设计,后缘布置有升降舵。

[0009] 进一步地,所述垂尾在1/4弦线后掠角40度。

[0010] 进一步地,机身内部还包括飞行控制系统、电源系统和应急回收装置。

[0011] 进一步地,在垂直起降阶段时,电动发动机与燃油发动机提供飞机升力,水平姿态通过发动机提供的不对称推力进行控制,飞机的横航向姿态控制通过垂尾后缘的方向舵和不对称推力进行控制。

[0012] 进一步地,在过渡阶段时,通过电动发动机提供的非对称推力以及垂尾后缘的方向舵,调整飞行器的姿态,当机体达到一定速度产生有效气动力时,联合各舵面与六个旋翼

共同维持系统稳定性。

[0013] 进一步地,在前飞阶段时,航向通过方向舵进行控制,滚转姿态通过副翼进行控制,机体姿态通过自平衡系统调节,升降运动通过升降舵进行控制,所述电动发动机停止工作。

[0014] 本发明的有益效果是:本发明可垂直起降的飞行器,其推力方向始终与机体运动方向一致,使得在起飞着陆阶段发动机推力在铅垂方向,在巡航阶段发动机推力在前飞方向,无推力转换结构,仅依靠飞行控制系统进行飞行姿态的变化,以达到从垂直起降模态进入平飞的巡航模态,且结构相对倾转动力的垂直起降无人机更简单,安全性与可靠性更高。

[0015] 双机身允许采用可见光和红外这两种不同的透光材质设计吊舱保型外罩,相比相同性能需要的独立吊舱设计所使用的保型材质,大大降低成本,同时,双机身的设计为此飞行器提供了更大的载重空间,可实现此类飞行器大载重运输的任务需求。

[0016] 双油动发动机增加了此类垂直起降无人机起飞时横航向的控制余量,提高抗风能力,且相比提供同样的推力的单发设计,油耗更低,发动机尺寸更小,机身设计的阻力也就相对更小;鸭翼的设计在垂直时有效提高抗风能力。

附图说明

[0017] 图1是本发明可垂直起降无人飞行器的结构示意图;

[0018] 图2是本发明可垂直起降无人飞行器的垂直起降阶段示意图;

[0019] 图3是本发明可垂直起降无人飞行器的前飞阶段的俯视示意图。

[0020] 其中,1-机身,2-机翼,3-鸭翼,4-垂尾,5-电动发动机,6-燃油发动机

具体实施方式

[0021] 请参阅图1,本发明可垂直起降无人飞行器的结构示意图,包括机身1、机翼2、鸭翼3、垂尾4、电动发动机5和燃油发动机6。该可垂直起降无人飞行器,采用鸭式布局、双机身中单翼的气动布局,机身和机翼2、机身与鸭翼3均采用翼身融合设计。

[0022] 所述机身1,为双机身设计,包括左机身和右机身,两者关于飞机的纵向对称面对称;在左机身和右机身的尾部上、下两侧分别具有垂尾4,接合部分采用翼身融合设计;左机身和右机身的两个头部为光电摄像头舱,采用半透明设计,分别采用红外和可见光两种不同的透光材质,以用于瞄准发射或侦查;左机身和右机身的尾端部具有燃油发动机6,其具有旋翼;左机身和右机身的中部用于安置电池、油箱、飞行控制系统、电源及电气系统等。

[0023] 所述机翼2,为中单梯形翼,采用低速高升力翼型Naca Ls-0417mod作为机翼根部,benedek 8405A作为机翼梢部翼型,安装角3度,上反角0度,扭转角 3度,梢根比为0.32,后缘布置升降副翼;翼梢处的设计支撑杆与翼面光滑过渡。左机身和右机身之间采用benedek10355B翼型。采用双梁式设计机翼部分结构,在翼根和翼梢设计加强肋,其余部分均布肋板,蒙皮采用碳纤维玻璃钢材质,一体成型。

[0024] 所述鸭翼3,安装在左机身和右机身的中部前端,采用平直翼,中单翼,安装角2°,梢根比1,展长850cm,后缘布置升降舵。

[0025] 所述垂尾4,在左机身和右机身的上下两侧对称安装,1/4弦线后掠角40度,展弦比11,尖根比为0.55;在上下两侧垂直尾翼翼梢处,均安装有电动发动机5,其具有旋翼;两侧

垂直尾翼的后缘均设有方向舵。

[0026] 所述电动发动机5,分两部分,上部剖面呈抛物线型包裹桨叶插盘,下部剖面呈抛物线型,包裹内部电机,形成电发动机舱;尾段设计支撑杆;四组旋翼关于无人飞行器中心轴等距,且两两对称。优化方案为,四组旋翼成正方形分布。

[0027] 表1是该可垂直起降无人飞行器的主要性能指标。

[0028] 表1

[0029]

参数名称	参数值
翼展 m	4
最大起飞重量 (kg)	160

[0030]

最大任务重量 (kg)	35
巡航速度 (km/h)	216
最大平飞速度 (km/h)	250
最大飞行高度 (m)	5000
最大控制半径 (km)	100
最大续航时间 (h)	1.5
航程 (km)	320
起降方式	垂直起降

[0031] 垂直起降阶段:如图2所示,四个电动发动机5与机身尾部的燃油发动机6 提供飞机升力,水平姿态通过发动机推力不对称进行控制,飞机的横航向姿态控制通过垂尾后缘的方向舵和两侧机身的动力不对称进行控制。

[0032] 过渡阶段:电动发动机5提供的非对称推力以及垂尾后缘方向舵的转动,实现水平与高度方向的运动,其机体的姿态通过自平衡系统稳定,当机体达到一定速度,产生有效气动力时,接入方向舵、升降舵与外侧机翼后缘的副翼,与四个旋翼共同维持系统稳定性。

[0033] 前飞阶段:航向通过方向舵进行控制,滚转姿态通过副翼进行控制,机体姿态通过自平衡系统调节,升降运动通过升降舵进行控制。

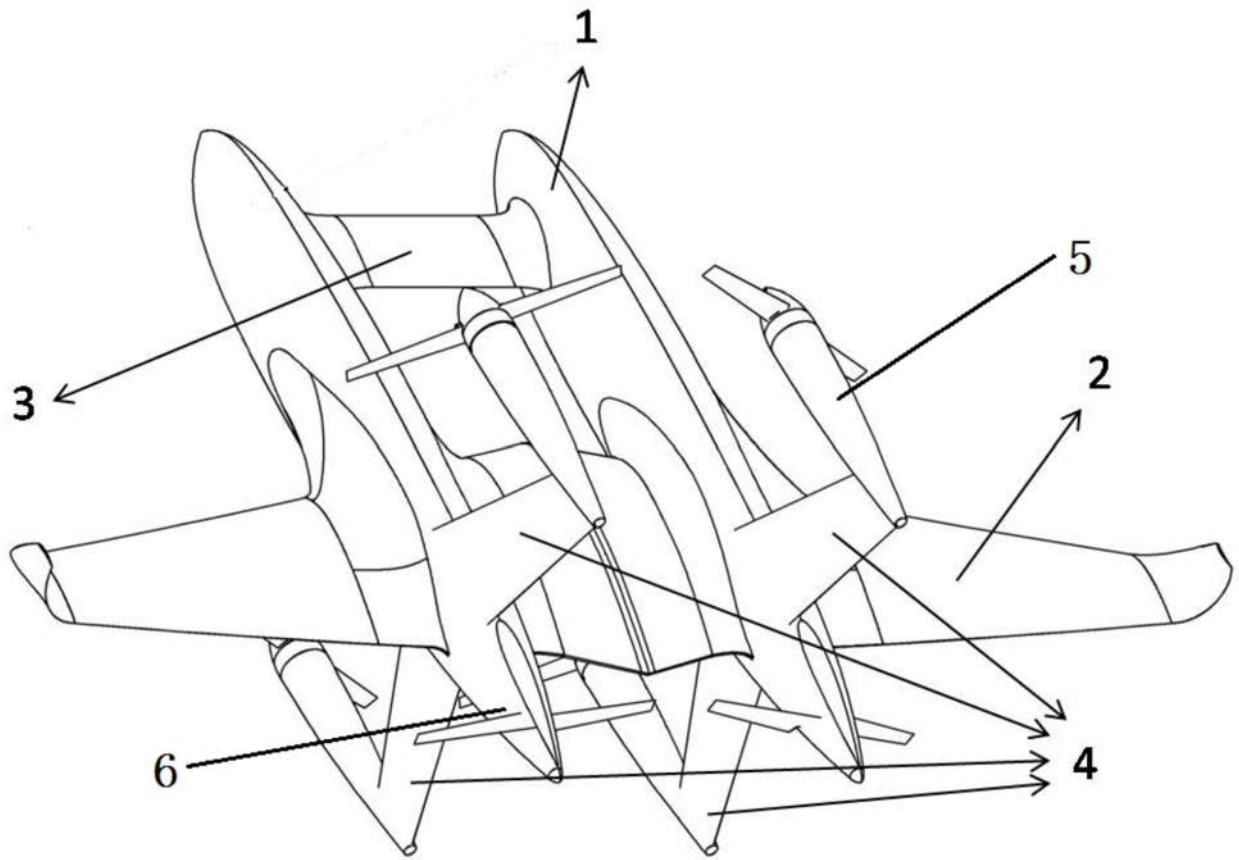


图1

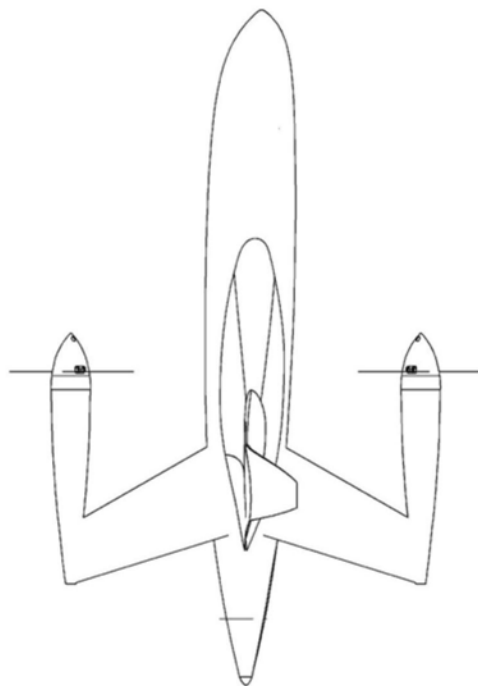


图2

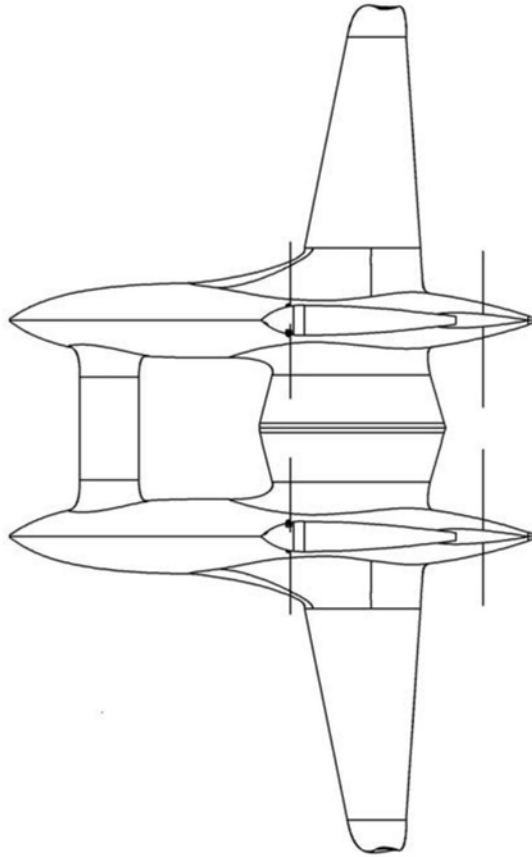


图3